

Список литературы. 1. Тюрин В.А. Инновационные технологииковки с применением макросдвигов [Текст] / В.А. Тюрин // Кузнечно-штамповочное производство. – 2007. - № 11. - С. 15-20. 2. Охрименко Я.М. Технология кузнечно-штамповочного производства [Текст] / Я.М. Охрименко. – М.: Машиностроение, 1976. – 560 с. 3. Ковка слитков на прессах [Текст] / Л.Н. Соколов, Н.М. Золотухин, В.Н. Ефимов и др.; под общ. ред. Л.Н. Соколова. – К.: Техника, 1984.-127 с. 4. Тюрин В.А. Инновационные технологииковки [Текст] / В.А. Тюрин // Кузнечно-штамповочное производство. – 2006. - № 5. - С. 27-29. 5. Мигачёв Б.А. Экспериментальное исследование деформированного состояния при формоизменении заготовок с тrefообразным поперечным сечением [Текст] / Б.А. Мигачёв, В.П. Волков // Кузнечно-штамповочное производство. – 1995. - № 10. - С. 5-7.

Поступила в редколлегию 11.04.2010

УДК 621.396.98

РАДВАН М. ДЖАВАД, аспирант, Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», г. Харьков

ОЦЕНКА ВЫСШИХ ПРОИЗВОДНЫХ РАДИАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ ДЛЯ СВЕРХМАНЕВРЕННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Вирішується завдання оцінювання вищих похідних радіальної дальності при русі надманевреного літального апарата. Розглянута модель руху надманевреного літального апарата. Визначені види рухів, які можуть приводити до виникнення вищих похідних дальності. Методом імітаційного моделювання отримані оцінки рівня вищих похідних дальності для різних умов польоту й характеристик літальних апаратів.

The estimation higher derivatives of radial range at movement of a supermaneuverable aircraft dares. The model of movement of a supermaneuverable aircraft is considered. Kinds of movements which can lead to occurrence of the higher derivatives of range are defined. Level of the higher derivatives of range for various flights conditions and aircrafts characteristics is estimated by a method of imitating modelling.

Введение. Желание реализовать новые виды движения летательных аппаратов (ЛА), которые повышают быстроту процессов управления, улучшают динамику переходных процессов, повышают качество функционирования ЛА на некоторых режимах полета привело к разработке новых аэродинамических схем ЛА, совершенствованию конструкции авиационных двигателей, а также к использованию статически неустойчивых режимов полета совместно с адаптивными система управления движением ЛА (искусственная устойчивость). Такие ЛА получили общее название сверхманевренных (СМЛА).

Следует отметить, что определение понятия сверхманевренности в настоящее время находится в стадии становления. Поэтому определения в разных источниках могут отличаться, но суть свойства сверхманевренности остается той же.

Управление движением классических ЛА, не обладающих свойством сверхманевренности, осуществляется с помощью хвостового оперения и элеронов. На современных СМЛА (например, на ЛА комбинированной аэродинамической схемы [1, 2]) для управления движением также широко используются дополнительные элементы конструкции – переднее горизонтальное и вертикальное оперения, средства развитой механизации крыла - предкрылки, закрылки, интерцепторы.

Это дает возможность реализовать концепцию непосредственного управления подъемной (боковой) силой ЛА (НУПС).

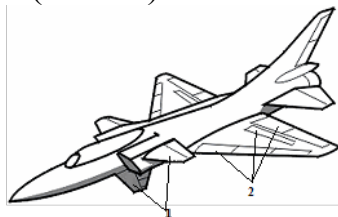


Рис. 1. Средства непосредственного управления подъемной и боковой силами ЛА:

1 – элементы переднего оперения; 2 – элементы механизации крыла.

Совместное отклонение традиционных и новых поверхностей управления позволяет изменять угловое положение самолета в пространстве без изменения траектории или изменять траекторию без изменения углового положения самолета. То есть, осуществлять независимое изменение положения самолета по угловым и линейным координатам [3].

Значительно повысить маневренность ЛА также позволяет использование двигателей с отклоняемым вектором тяги. В таких двигателях вектор тяги может изменять свою пространственную ориентацию в широких пределах за короткие промежутки времени, что позволяет изменять направление движения ЛА без изменения его угловой ориентации.

Таким образом, сверхманевренными летательными аппаратами, сегодня можно назвать ЛА, которые могут совершать быстрые пространственные эволюции по одной или нескольким координатам независимо от остальных, которые используют непосредственное управление подъемной (боковой) силой и (или) управление вектором тяги двигателя.

Сверхманевренность позволяет ЛА:

- практически скачкообразно изменять свое положение в пространстве без изменения ориентации строительных осей;
- изменять положение строительных осей в пространстве без изменения направления полета;
- совершать управляемый полет с углами атаки до $60...90^\circ$ резко сбрасывая скорость без сваливания в штопор;
- совершать развороты с очень малым радиусом;
- высокая тяговооруженность позволяет СМЛА быстро набирать скорость при любом пространственном положении.

В свою очередь такие маневры влияют на работу радиотехнических систем сопровождения ЛА (РТСС) [3]. В процессе быстрого маневрирования появляются третья и более высокие производные дальности, скорости и угловых координат. При этом нарастают динамические ошибки РТСС, из-за чего возрастает вероятность срыва сопровождения. Возможность сброса скорости до околонулевых значений и зависание в воздухе также приводит к срыву сопровождения СМЛА. Сложные маневры обуславливают размывание спектров и уменьшение спектральной плотности отраженного сигнала, что снижает точность первичных измерений

дальности, скорости и угловых координат при сопровождении СМЛА, а также увеличивает вероятность пропуска объекта при обнаружении.

Очевидна необходимость в ближайшем будущем повышения эффективности работы существующих РТСС или создания на их базе новых РТСС сопровождения СМЛА.

В техническом плане устойчивое сопровождение сверхманевренных ЛА требует расширения состава измеряемых фазовых координат ЛА (нужно измерять более высокие производные дальности и угловых координат), предъявляет существенно более жесткие требования к точности и быстродействию РЛС, приводит к усложнению алгоритмического обеспечения работы систем сопровождения [3].

При оптимизации существующих и разработке новых РТСС, при разработке новых алгоритмов сопровождения СМЛА важной является количественная оценка степени влияния сверхманевренности ЛА на показатели их работы. Причем влияние сверхманевренности на независимые измерения (например, измерения дальности и угловых координат, которые в большинстве случаев могут считаться независимыми) можно рассматривать отдельно.

Данная статья посвящена анализу и оценке степени влияния сверхманевренности ЛА на дальномерный канал радиолокационных измерителей РТСС.

Постановка задачи. В составе современных РТСС для измерения дальности и скорости ЛА широко используются импульсно-доплеровские РЛС (ИДРЛС). Такие РЛС могут работать в режиме сопровождения одного или нескольких воздушных объектов или в режиме кругового обзора.

В общем случае маневрирование СМЛА может влиять как на этап первичной, так и на этап вторичной обработки информации. Под этапом первичной обработки здесь будем понимать процесс получения первичных измерений дальности и скорости ЛА, под этапом вторичной обработки – процесс идентификации измерений, привязки траектории, экстраполяции измерений.

Таким образом, влияние маневрирования СМЛА на показатели эффективности РТСС следует рассматривать в комплексе для разных режимов работы и на разных этапах обработки измерительной информации. Но для упрощения решения этой задачи нужно провести ее декомпозицию на несколько частных: оценка влияния высших производных дальности на первичные измерения при сопровождении одиночного воздушного объекта, оценка влияния размытия спектра отраженного сигнала на первичные измерения дальности при сопровождении одиночного воздушного объекта, оценка влияния маневрирования СМЛА на этап вторичной обработки сигналов при обзоре пространства.

В данной работе остановимся на первой частной задаче. Будем рассматривать влияние маневров СМЛА на процесс получения первичных измерений дальности с помощью импульсно-доплеровской РЛС, работающей в режиме сопровождения одиночного воздушного объекта. В такой РЛС отраженный сигнал всегда должен попадать в строб приемника. Временное положение строба определяется на основании предыдущих измерений дальности и скорости ЛА. Быстрое маневрирование ЛА может приводить к появлению неучитываемых высших производных дальности и, как следствие, к выходу отраженного сигнала за пределы строба РЛС по дальности. То есть к срыву сопровождения.

Высшие производные дальности появляются при неравномерном изменении радиальной дальности. Они могут возникать при скачкообразных изменениях траектории движения ЛА или при резком замедлении ЛА. На анализе одного из этих видов движения ЛА остановимся подробнее.

Таким образом, задача исследования заключается в оценке величины высших производных дальности и степени их влияния на выход из строга по дальности сигнала отраженного от СМЛА, который выполняет скачкообразные или замедляющие движения, при измерении его дальности с помощью ИДРЛС, работающей в режиме сопровождения одиночного воздушного объекта.

Модель движения СМЛА. Оценка высших производных дальности. Пространственное движение ЛА можно разделить на два вида: поступательное и вращательное. Оно имеет шесть степеней свободы, каждой из которых соответствует своя скоростная координата ($\vec{V} = [V_x, V_y, V_z]^T$, $\vec{\Omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$) относительно осей декартовой системы координат. Вращательное движение ЛА определяется равновесием моментов сил воздействующих на него в любой момент времени и приводит к изменению ориентации ЛА в пространстве. Поступательное движение ЛА определяется равновесием сил воздействующих на него в каждый момент времени и приводит к изменению пространственных координат ЛА. Динамические уравнения движения ЛА в пространстве могут быть записаны в различной форме в зависимости от выбора системы координат и переменных параметров. Уравнения движения относительно связанной с объектом системы координат наиболее компактно записываются в векторной форме [4]:

$$m \left(\frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\Omega} \vec{V} \right) = \vec{F}_a + \vec{T} + \vec{G}, \quad (1)$$

где m - масса ЛА; F_a - аэродинамическая сила; T - сила тяги двигателей; G - сила тяжести.

На ЛА действуют (рис. 2) сила земного притяжения G и противодействующие ей аэродинамические силы и сила тяги двигателей T . При маневрировании на ЛА также воздействует центробежная (поперечная) сила F_i .

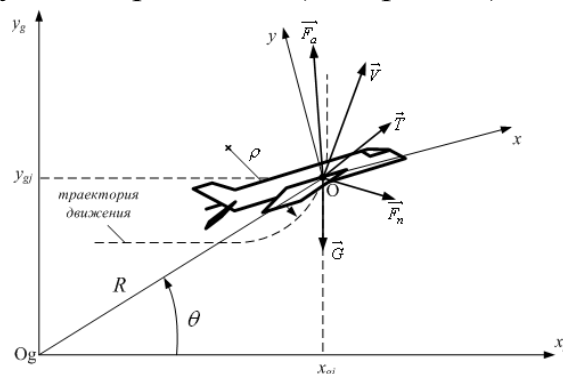


Рис. 2. Кинематика движения ЛА (в вертикальной плоскости)

На рис.2: xOy - связанная система координат; $x_g O_g y_g$ - земная неподвижная система координат; R - радиальная дальность до ЛА; θ - угол места ЛА; ρ - радиус кривизны траектории.

Суммарная аэродинамическая сила F_a включает в себя подъемную аэродинамическую силу несущих поверхностей (крыла, хвостового оперения) и аэродинамическую силу органов управления (в том числе органов НУПС).

В проекциях на связанные оси (1) имеет следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y &= \frac{F_{ax} + T_x}{m} + g \sin \vartheta, \\ \frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z &= \frac{F_{ay} + T_y}{m} - g \cos \vartheta \sin \gamma, \\ \frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x &= \frac{F_{az} + T_z}{m} + g \sin \vartheta \sin \gamma, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где $g \approx 9,8 \text{ м/с}^2$ - ускорение свободного падения; ϑ - угол тангажа; γ - угол крена.

Рассмотрим подробнее первый тип маневра СМЛА, который может приводить к появлению высших производных радиальной дальности – скачкообразное изменение положения ЛА в вертикальной плоскости. При этом считаем, что ориентация ЛА в пространстве не изменяется, то есть вращательное движение ЛА отсутствует ($\omega_x = 0$, $\omega_y = 0$, $\omega_z = 0$, $\gamma = \text{const}$, $\vartheta = \text{const}$, $\psi = \text{const}$).

Тогда система уравнений (2), описывающих динамику движения ЛА в пространстве преобразуется в систему независимых уравнений, определяющих поступательные движения ЛА по соответствующим осям связанной системы координат:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= \frac{F_{ax} + T_x}{m} + g \sin \vartheta, \\ \frac{dV_y}{dt} &= \frac{F_{ay} + T_y}{m} - g \cos \vartheta \sin \gamma, \\ \frac{dV_z}{dt} &= \frac{F_{az} + T_z}{m} + g \sin \vartheta \sin \gamma, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

Из (3) видно, что изменение вертикальной составляющей вектора скорости ЛА возможно в случае изменения F_{ay} или T_y (массу ЛА на интервале наблюдения считаем величиной постоянной $m = \text{const}$). В случае скачкообразного изменения F_{ay} или T_y , изменение вертикальной составляющей вектора скорости ЛА тоже будет иметь скачкообразный характер.

Скачкообразное изменение F_{ay} может быть вызвано непосредственным управлением подъемной силой, а изменение T_y с помощью пространственного управления вектором тяги двигателя. Управление органами НУПС и пространственным положением вектора тяги двигателя осуществляется с помощью бортовых систем управления по команде пилота. Следует отметить, что изменение F_{ay} или T_y не может происходить мгновенно, поскольку время реакции пилота величина конечная и не равная нулю, а контур системы управления имеет определенную постоянную времени установления.

Непосредственное управление подъемной силой и управление вектором тяги двигателя могут осуществляться независимо. Рассмотрим частный случай только непосредственного управления подъемной силой ЛА с помощью системы

НУПС. При этом считаем, что ЛА движется равномерно прямолинейно в горизонтальной плоскости, модуль и ориентация вектора тяги двигателя не изменяется, соответственно горизонтальная составляющая вектора скорости ЛА постоянна $V_x = const$.

Система НУПС может быть представлена в виде последовательного соединения звеньев (рис. 3): пилот (П), управитель (У), исполнительные механизмы и органы НУПС (ИМОУ), корпус объекта (КО).

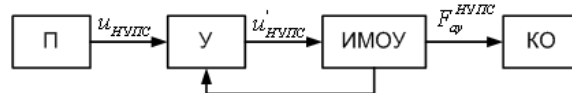


Рис. 3. Звенья системы НУПС

Пилот вырабатывает сигнал команды для органов НУПС $u_{НУПС}$. Управитель осуществляет преобразование сигнала команды в сигналы управления органами НУПС $u'_{НУПС}$. Изменение положения органов НУПС приводит к появлению дополнительной аэродинамической подъемной силы $F_{ay}^{НУПС} = m a_y = m \frac{dV_y}{dt}$ (a_y – вертикальная составляющая ускорения ЛА), которая воздействует на корпус объекта (КО) и приводит к изменению его пространственного положения. Звено корпус объекта описывается системой уравнений (3).

Максимальная величина, на которую может кратковременно увеличиваться аэродинамическая сила, создаваемая средствами НУПС, ограничивается максимальным значением поперечной (центробежной) силы, к возникновению которой она приводит при движении ЛА по криволинейной траектории [5]:

$$F_{ay}^{\max} \leq F_n^{\max} = m \cdot W_n^{\text{don}} = m \frac{V^2}{\rho}, \quad (4)$$

где W_n^{don} – максимально допустимое поперечное ускорение (максимальная эксплуатационная перегрузка).

Концепция использования и конкретизация алгоритмов НУПС в настоящее время находятся в стадии становления. Поэтому, для упрощения, систему НУПС, включающую звено управителя и исполнительные механизмы, представим в виде единого инерционного звена с общей передаточной функцией вида:

$$\Phi_{НУПС}(p) = \frac{K_{НУПС}}{T_{НУПС} \cdot p + 1}, \quad (5)$$

где $K_{НУПС}$ и $T_{НУПС}$ – соответственно, коэффициент передачи и постоянная времени системы НУПС.

При нормированном сигнале команды $|u_{НУПС}| \leq 1$, с учетом (4), для коэффициента передачи системы НУПС должно выполняться ограничение $K_{НУПС} \leq \frac{a_y^{\max}}{W_n^{\text{don}}}$.

Результаты моделирования. На основании уравнений (3), (5), с учетом принятых допущений, было проведено имитационное моделирование скачкообразного движения СМЛА в вертикальной плоскости, которое позволило определить изменение высших производных радиальной дальности (ускорения $a_R = \frac{d^2 R}{dt^2}$, инве-

рации $inv_R = \frac{d^3 R}{dt^3}$) и их максимальные значения при таком типе движения. На рис. 3, 4 приведены результаты оценки уровня высших производных дальности. Во всех экспериментах принято $W_n^{don} = 9g$.

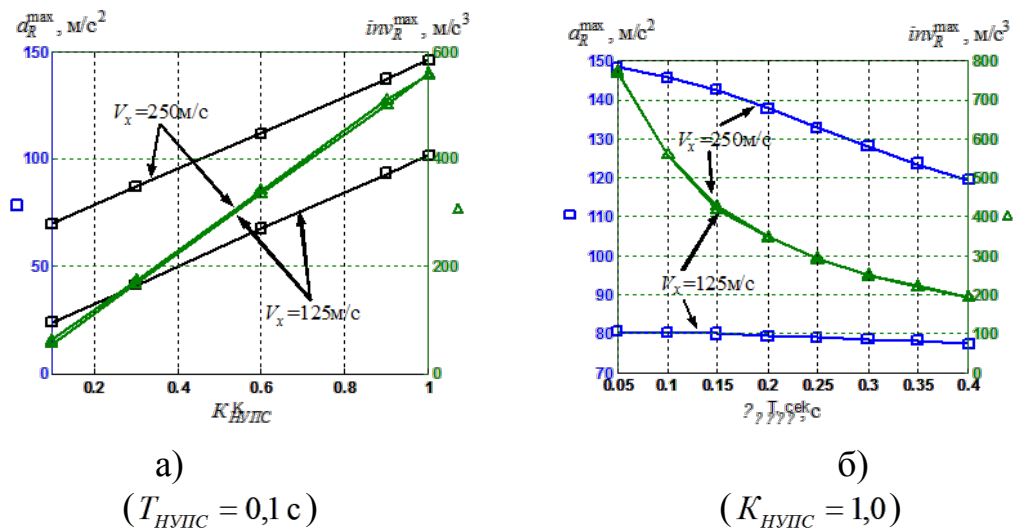


Рис. 3. Зависимость максимальных значений высших производных дальности от параметров системы НУПС

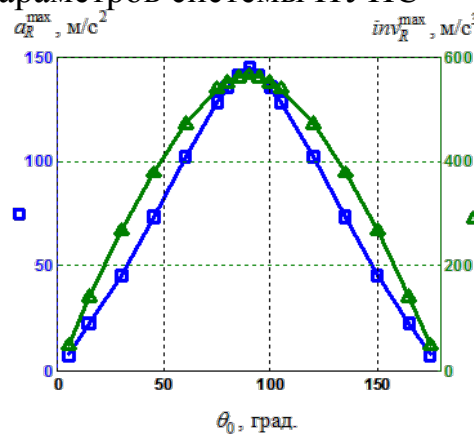


Рис. 4. Зависимость максимальных значений высших производных дальности от начального угла места СМЛА ($T_{НУПС} = 0,1 \text{ с}$; $K_{НУПС} = 1,0$; $V_x = 250 \text{ м/с}$)

Изменение ориентации вектора тяги двигателя приводит к возникновению дополнительных приращений ΔT_y и ΔT_x составляющих суммарной аэродинамической силы, действующей на корпус объекта и, как следствие, к изменению вертикальной V_y и горизонтальной V_x составляющих вектора скорости ЛА. По этой причине считать движение ЛА равномерным в горизонтальной плоскости нельзя, но допущение о постоянстве силы тяги двигателя и, как следствие – постоянстве модуля вектора скорости, вполне правомерно.

Систему управления вектором тяги двигателя (СУТД) можно представить аналогично системе НУПС (см. рис. 3). При этом, кроме ограничения на коэффициент передачи звена СУТД, следует учесть и ограничение на величину угла поворота вектора тяги двигателя, характерное для современных СМЛА.

С учетом этих допущений было осуществлено имитационное моделирование скачкообразного движения СМЛА в вертикальной плоскости за счет изменения ориентации вектора тяги двигателя (без использования средств НУПС). Результа-

ты оценки максимальных значений высших производных радиальной дальности до ЛА для указанного случая приведены на рис. 5.

При моделировании учитывалось ограничение на величину угла отклонения вектора тяги двигателя – $\psi_T^{\max} = 10^\circ$.

Следует отметить, что:

- при тех же параметрах СУТД, управление вектором тяги двигателя приводит к достижению допустимых эксплуатационных перегрузок ($W_n^{\text{дон}} = 9g$) при меньших скоростях полета ЛА, чем при использовании средств НУПС;

- зависимость максимальных значений высших производных дальности от начального угла места СМЛА при управлении вектором тяги двигателя имеет такой же характер, что и в случае использования средств НУПС (см. рис. 4).

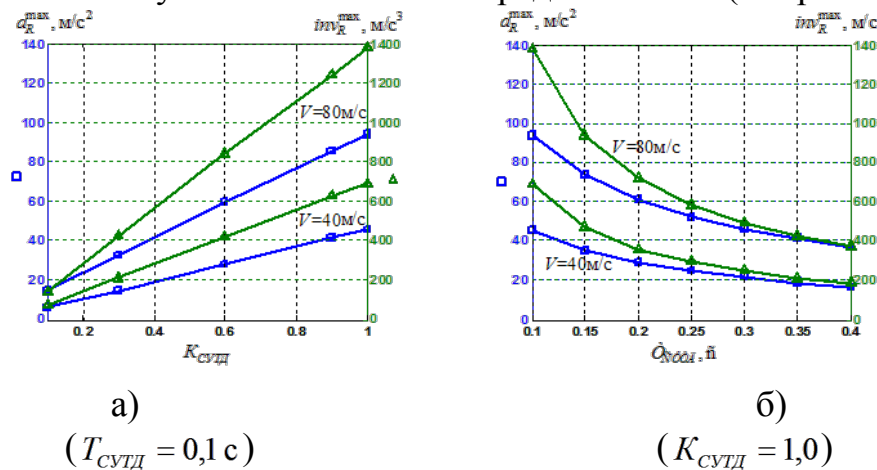


Рис. 5. Зависимость максимальных значений высших производных дальности от параметров системы управления тягой двигателя

В заключительной части эксперимента было проведено моделирование скачкообразного движения СМЛА в вертикальной плоскости при совместном управлении ориентацией вектора тяги двигателя и подъемной силой ЛА. Результаты оценки максимальных значений высших производных радиальной дальности представлены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты оценки максимальных значений высших производных радиальной дальности

$V, \text{м/с}$	$K_{\text{НУПС}}$	$K_{\text{СУТД}}$	$a_R^{\max}, \text{м/с}^2$	$inv_R^{\max}, \text{м/с}^3$
125	0,15	0,6	87,6	1302
	0,6	0,5	103,8	1042
250	0,15	0,3	87,5	1317
	0,6	0,25	88,5	1084

Результаты, представленные в табл. 1, получены при $T_{\text{СУТД}} = T_{\text{НУПС}} = 0,1 \text{ c}$, $\theta_0 = 90^\circ$ и ограничениях, использованных в предыдущих экспериментах. Параметры соответствующих звеньев управления $K_{\text{НУПС}}$ и $K_{\text{СУТД}}$ подбирались таким образом, чтобы поперечное ускорение СМЛА, возникающее при движении, кратко-

временно достигало значений предельных эксплуатационных перегрузок при максимальных значениях высших производных радиальной дальности.

Заключение. Моделирование одного из видов движения СМЛА, приводящего к возникновению высших производных радиальной дальности до ЛА, позволило получить численные оценки уровня радиальных ускорений и инверсий для различных параметров систем управления и режимов полета и определить характер их изменений. Анализ результатов моделирования показывает, что управление вектором тяги двигателя в большей степени сказывается на уровне третьей производной радиальной дальности, в то время как непосредственное управление подъемной силой – на уровне второй. Причем управление вектором тяги двигателя приводит к значительному росту высших производных радиальной дальности при меньших скоростях полета ЛА, чем при управлении подъемной силой. Результаты моделирования так же дают основание утверждать, что наибольшее влияние маневрирования СМЛА на работу РТСС оказывается при углах мест, близких к 90° .

Следует все же отметить, что численные значения, полученные в работе, являются ориентировочными, поскольку движение ЛА рассматривалось как движение материальной точки, не учитывалось возможное изменение ориентации ЛА при совершении маневра. Кроме того, звенья систем непосредственного управления подъемной силой и управления вектором тяги двигателя рассматривались как инерционные звенья первого порядка. Более точные модели этих звеньев позволяют уточнить полученные численные характеристики уровня высших производных дальности.

Список литературы: 1. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки: [підруч. для вищих навчальних закладів (напрямок «Авіація і космонавтика»)] Ч. 1 / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.М. Федотов. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2002. – 468 с. 2. Авиация. Энциклопедия / гл. ред. Г.П. Свищев. – М.: БЭС, 1994. – 736 с. 3. Канащенков А.И. Облик перспективных бортовых радиолокационных систем. Возможности и ограничения / Канащенков А.И., Меркулов В.И., Самарин О.Ф. – М.: ИПРЖР, 2002. – 176 с. 4. Остославский И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева – М.: Машиностроение, 1969. – 500 с. 5. Типугин В.Н. Радиоуправление / В.Н. Типугин, В.А. Вейцель – М.: Советское радио, 1962. – 750 с.

Поступила в редколлегию 12.04.2010

УДК 621.96

К.К. ДИАМАНТОПУЛО, канд. техн. наук, доцент, ПГТУ, г. Мариуполь
М.О. ЛЕСОВОЙ, аспирант, ПГТУ, г. Мариуполь

ЭВОЛЮЦИЯ ТЕХНОЛОГИИ РАЗДЕЛЕНИЯ ГНУТЫХ